

І. В. ЖЕЖЕРА

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «ХАІ», Україна***ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ФУНКЦІОНАЛЬНО СТІЙКОГО РУХУ МАЛОГО
АВТОНОМНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ**

Предметом вивчення в статті є моделі та методи забезпечення функціонально стійкого управління рухом автономного малого літального апарату (МЛА). **Метою** даної роботи є розробка методу забезпечення функціонально стійкого управління рухом МЛА із класичним, мінімально необхідним складом вимірювальних приладів, не маючих апаратної надмірності. **Завдання:** вдосконалити існуючий метод діагностування моделі безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) МЛА на підставі комбінування сигналів та впровадження даних візуальної інформації бортової гіростабілізованої камери, реалізувати метод парировання позаштатних ситуацій (ПС) шляхом використання ситуаційної, синтетично створеної надмірності. Використовуваними **методами** є: застосування штучної системно-апаратної надмірності, сигнально-параметричного підходу та впровадження методів комп'ютерного зору в задачі обчислення кутового та просторового положення. В **результаті** досліджень було встановлено алгоритмічну залежність сигналів системи орієнтації, що дозволило виконати аналіз та діагностику з наступним відновленням втраченого параметра завдяки штучній апаратно-системній надмірності приладів. **Висновки.** Розробки в області забезпечення функціонально стійких систем управління рухом МЛА користуються попитом у зв'язку з необхідністю підвищення рівня безпеки польотом МЛА при виникненні ПС. При цьому явною перевагою є робота при мінімальній апаратній надмірності вимірювальних органів без втручання додаткового обладнання. В статті обґрунтовано можливість впровадження оптичних систем (ОС) в якості додаткового джерела геопросторової інформації на підставі використання візуальної інформації та методів комп'ютерного зору з подальшим наданням штучної надмірності та реалізації мажоритарного обчислення для забезпечення функціонально стійкого управління рухом МЛА. Продемонстровано практичне застосування методу в реальних умовах з впливом штучно створених ПС. Функціонально стійка система підвищить ефективність існуючих МЛА, зменшить ризик втрати апарату при виконанні завдання.

Ключові слова: БІНС; діагностування; комп'ютерний зір; позаштатна ситуація; функціонально стійка система.

Вступ

Підвищення ефективності та безпеки застосування безпілотних літальних апаратів пов'язане з розробкою автономних систем управління, спроможних функціонувати без участі оператора у разі часткової втрати працездатності.

Дестабілізуючими факторами під час роботи системи управління (СУ) є позаштатні ситуації (ПС), до числа яких відносяться зовнішні впливи та внутрішні збої.

Одним з основних елементів системи управління рухом малих автономних літальних апаратів (МЛА) є блок датчиків, що забезпечує зворотний зв'язок у вигляді параметрів кутового та просторового положення.

З урахуванням цього факту, а також малих габаритів переважної більшості сучасних МЛА застосування прецизійної вимірювальної техніки недоцільно, що змушує застосування безплатформної іне-

рціальної навігаційної системи (БІНС), до складу якої входять мікроелектромеханічні системи (МЕМС) вимірювання, що мають такі недоліки, як підвищена чутливість до вібрацій, магнітних аномалій і температури [1].

Мінімально необхідним складом є набір з тривісного акселерометра (АКС), датчика кутових швидкостей (ДКШ) і магнітометра (МАГ), а також приймача супутникової навігаційної системи (СНС). Однак при виході з ладу одного з вимірювачів така система не в змозі компенсувати відсутній параметр.

При резервуванні кожного з каналів вимірювання можна досягти апаратної надмірності даних, проте це призведе до ускладнення конструкції, збільшить навантаження на обчислювальну систему, збільшить час обробки даних [2].

Одночасно у більшості МЛА встановлені оптичні системи (ОС), представлені курсовими камерами чи цільовим навантаженнями. Візуальні дані можна використовувати в якості альтернативного джерела інформації, синтезуючи при цьому параметри прос-

торового положення.

Метою даної роботи є розробка методу забезпечення функціонально стійкого управління рухом автономного літального апарату з класичним складом вимірювальних приладів.

Постановка задачі

Проблема синтезу і реалізації інтелектуальних систем управління, що функціонують у позаштатному режимі, сьогодні не вирішена повною мірою. Основним напрямком у цій галузі є підвищення інтелектуалізації бортової електронно-обчислювальної машини (БЕОМ) при мінімальному апаратному рішенні і забезпечення функціональної стійкості руху з урахуванням рівня пошкодження об'єкта [2, 3]. Саме тому розробка моделей і методів забезпечення функціонально стійкої системи управління рухом МЛА є актуальною науково-прикладною задачею.

Для досягнення поставленої цілі необхідно вирішити наступні завдання: вдосконалити метод діагностування БІНС МЛА та реалізувати метод парирування розглянутих позаштатних ситуацій шляхом ситуаційного використання наявних видів надмірностей.

Метод діагностування

Для встановлення факту наявності ПС та визначення її моменту появи здійснюється контроль непрямих діагностичних ознак. Поставлена задача досягається шляхом застосування системно-апаратної надмірності та сигнально-параметричного підходу. Факт появи ПС встановлюється в тому випадку, коли поточні значення ознак вийдуть за допустимі межі зміни.

Діагностичне забезпечення з використанням сигнально-параметричного підходу формується за принципом послідовного зняття невизначеності характеристик відмов і дозволяє вирішувати такі завдання діагностування БІНС: виявлення ПС, її місця, класу та виду.

Основними етапами процедури виявлення ПС (рис. 1) є відтворення еталонної поведінки контрольованих змінних; порівняння контрольованих змінних із зразками; формування допущення для результатів порівняння; класифікаційна обробка результатів порівняння.

Для вирішення завдання діагностування на підставі обробки вхідних і вихідних сигналів БІНС необхідною умовою є формування відповідних діагностичних функціональних моделей (ДФМ), що відображають вплив прямих діагностичних ознак $\Delta\lambda_i$

на непрямі діагностичні ознаки.

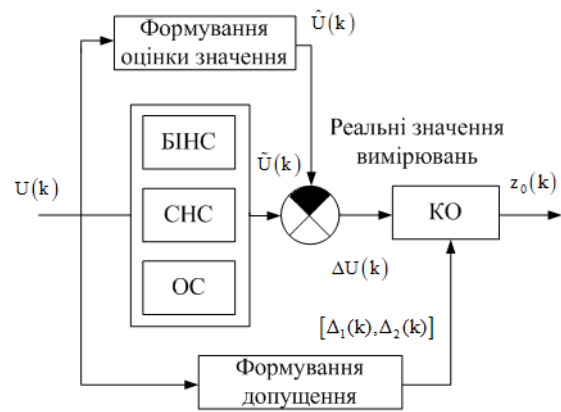


Рис. 1. Функціональна схема виявлення ПС: $U(k)$ – прями вимірювання, $\hat{U}(k)$ – оцінне значення сигналу (напруги), $\Delta_1(k)$ – відхилення оціночних значень напруг четвертої та п'ятої компліментарних пар, $z_0(k)$ – непряма діагностична ознака, КО – класифікаційна обробка даних

В якості непрямих діагностичних ознак можуть бути використані ознаки $\Delta\bar{U}(k)$, сформовані на основі доступних виміру вхідних і вихідних сигналів БІНС, а також облікових оцінок вихідних сигналів $\Delta\hat{U}(k)$. Функціональна схема виявлення відмов в БІНС показана нижче (рис. 2).

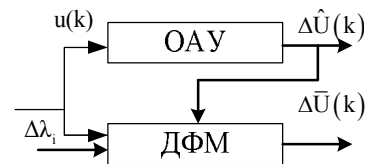


Рис. 2. Схема формування непрямих діагностичних ознак

Так як в класичній БІНС відсутня апаратна надмірність, то вона штучно створюється шляхом комбінування вимірювальних приладів [2], а саме формується 5 компліментарних пар: а саме три ортогонально встановлені пари ДКШ і акселерометра – перша група, пара акселерометра і магнітометра – друга група і пара ДКШ і магнітометра – третя група. При виникненні в одному з вимірників відхилення від штатного режиму, збій буде поширюватися одночасно на дві групи. Таким чином, методом мажоритарності можна вибрати вимірник, що знаходиться одночасно в обох групах.

Сигнали першої групи представляються як:

$$U_{1..3} = k\omega(t) + (1-k)\omega_A(t), \quad (1)$$

де ω – це кутова швидкість, ω_A – це значення зміни кутів за даними акселерометра, k – коефіцієнт компліментарності.

U_4 (2) – обчислюється на підставі значень пари акселерометра і магнітометра згідно з рівняннями (3), де значення кугової корекції визначаються за значеннями псевдоприскорень в каналах тангажу ϑ і крену γ та значеннями магнітометру H_x, H_y, H_z :

$$\begin{pmatrix} H_x \cos(\vartheta) + H_y \sin(\vartheta) \sin(\gamma) + H_z \sin(\vartheta) \cos(\gamma) \\ H_y \cos(\gamma) - H_z \sin(\gamma) \\ -H_x \sin(\vartheta) + H_y \cos(\vartheta) \sin(\gamma) + H_z \cos(\vartheta) \cos(\gamma) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} H_{fx} \\ H_{fy} \\ H_{fz} \end{pmatrix}; \quad (2)$$

$$U_4 = \left(\frac{-H_{fy}}{H_{fx}} \right) = \frac{H_z \sin(\gamma) - H_y \cos(\gamma)}{H_x \cos(\vartheta) + H_y \sin(\vartheta) \sin(\gamma) + H_z \sin(\vartheta) \cos(\gamma)};$$

$$\vartheta = a_x^{-2} (\sqrt{a_y^2 + a_z^2})^{-2}; \quad (3)$$

$$\gamma = a_y^{-2} (\sqrt{a_x^2 + a_z^2})^{-2},$$

де H_{fx}, H_{fy}, H_{fz} – значення проекції вектору магнітометра, $a_{x,y,z}$ – значення псевдоприскорення акселерометру.

U_5 отримується аналогічно U_4 , але за участю інтегрування вимірювань ДКШ.

Результати $\Delta_i(k)$ експерименту продемонстрували придатність методу до вирішення поставленого завдання (рис. 3). U_{Π} – напруга похибки, $U_{АКС}$ – напруга акселерометра, $U_{ДКШ}$ – напруга ДКШ, $U_{МАГ}$ – напруга магнітометра, ВА – сигнал виникнення ПС в акселерометрі, ВМ – сигнал виникнення ПС в магнітометрі. На графіку чітко видно, що наведений метод здатний визначити появу ПС різного виду при стандартному наборі вимірників.

Метод відновлення

При виникненні ПС в магнітометрі (рис. 3, поз. 1), достатньою умовою є виключення його з алгоритму обчислення параметрів просторового положення з наступним відновленням за рахунок резервного джерела – СНС для ЛА літакової схеми без режиму висіння (4):

$$a = \sin(\Delta\lambda) \cos(\varphi_2);$$

$$b = \cos(\varphi_1) \sin(\varphi_2) - \sin(\varphi_1) \cos(\varphi_2) \cos(\Delta\lambda); \quad (4)$$

$$\psi = \text{atan2}(a, b),$$

де φ_1, λ_1 та φ_2, λ_2 – широта і довгота першої та другої точок супутникового вимірювання, $\Delta\lambda$ – різниця довготи. Для мультіроторних систем обчислення вектору зміщення виконується з використанням ОС за алгоритмом Лукаса-Канаде [3, 4]. Швидкість руху камери в інерційній системі визначається за допомогою поступових швидкостей V_x, V_y, V_z [5].

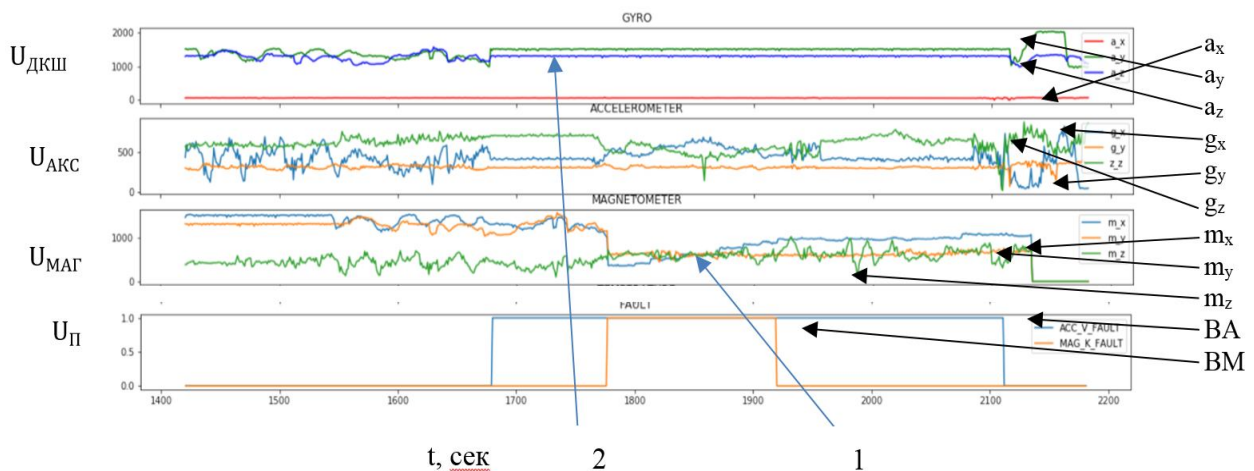


Рис. 3. Графік ідентифікації ПС БІНС: 1 – ПС магнітометра; 2 – ПС ДКШ

Оптичний потік (ОП) $\begin{bmatrix} OF_{xi} \\ OF_{yi} \end{bmatrix}^T$ дорівнює:

$$\begin{bmatrix} OF_{xi} \\ OF_{yi} \end{bmatrix} = T_{OF} + R_{OF}, \quad (5)$$

де $R_{OF} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}$ – складова кутового руху, що отримується від БІНС, T_{OF} – поступальна частина:

$$T_{OF} = \frac{1}{Q} \begin{bmatrix} -f_x & 0 & x_i \\ 0 & -f_y & y_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad (6)$$

де f_x, f_y – фокусні відстані камери, x, y, z – поступові швидкості камери, $Q = \begin{bmatrix} x, y, z, V_x, V_y, V_z \end{bmatrix}^T$ +v отримане на підставі БІНС, з урахуванням шуму вимірювання. ОП дає значення плоского переміщення об'єкта:

$$I(x, y, t) = I(x + u_x, y + u_y, t + 1), \quad (7)$$

де I – функція яскравості пікселів від положення на кадрі та в часі; x, y – координати пікселя в площині кадру; u_x, u_y – зміщення в площині; t – номер кадру в послідовності.

Для вимірювання вертикального зміщення використовується значення фокусної відстані камери:

$$z = \frac{d_i F}{d_i - F} + z_0, \quad (8)$$

де z – відстані від земної поверхні до лінзи для i -го кадру, z_0 – початкове значення висоти, F – фокусна відстань лінзи, d_i – відстань від лінзи до зображення i -го кадру.

У випадку виходу з ладу ДКІШ або акселерометру (рис. 3, поз. 2), система виключає їх показники з алгоритму обчислення, впроваджуючи інформацію оптичної системи. Камера встановлюється в положення, де основна вісь ЛА паралельна основній осі візування. Принципом роботи методу є визначення кутового положення МЛІА за значенням кута неузгодженості лінії уявного горизонту і горизонтальної осі кадру для кута крену γ і відстані між їх центрами, відповідно, для кута тангажу ϑ .

Висновок

Поставлена задача досягається шляхом застосування системно-апаратної надмірності, що досягається штучним створенням надмірності вимірювання шляхом комплементації даних вимірювання та сигнально-параметричного підходу.

Реалізовано метод парирування ПС позаштатних ситуацій шляхом ситуаційного використання наявних видів надмірностей, а саме даних СНС та ОС.

Наведені методи обчислення навігаційних параметрів на підставі візуальної інформації.

Література

1. Фірсов, С. М. Формування стійкої до відмов структури вимірювачів параметрів руху систем стабілізації і орієнтації [Текст] / С. М. Фірсов // *Гіроскопія і навігація*. – 2013. – № 4 (83). – С. 72-83.
2. Mutuel, H. Research on SINS/GPS/CNS fault-tolerant integrated navigation system with air data system assistance [Text] / H. Mutuel, L. S. Jason // *Navigation. Journal of the institute of navigation*. – 2017. – № 49. – P. 5-44.
3. Wei, H. Design of a fault detection and isolation system for intelligent vehicle navigation system [Text] / H. Wei, S. Xiaoxin // *International Journal of Navigation and Observation*. – 2016. – № 15. – P. 4-19.
4. Youngsum, K. Vision/INS Integrated Navigation system for poor vision navigation environments [Text] / K. Youngsum, H. Dong-Hwan // *Sensors*. – 2016. – № 10. – P. 16-21.

References

1. Firsov, S. M. Formuvannya stijkoyi do vidmov struktury vymiryuvachiv parametriv ruhu system stabilizaciyi i oriyentaciyi [Fault tolerance structure formation of the stabilization and orientation systems motion parameters]. *Gyroskopiya i navigaciya - Gyroscopy and navigation*. 2013, no. 4, pp. 72-80.
2. Jason, L., Mutuel, H. Research on SINS/GPS/CNS fault-tolerant integrated navigation system with air data system assistance. *Navigation. Journal of the institute of navigation*, 2017, no. 49, pp. 5-44.
3. Wei, H., Xiaoxin, S. Design of a fault detection and isolation system for intelligent vehicle navigation system. *International Journal of Navigation and Observation*, 2016, no. 15, pp. 4-19.
4. Youngsum, K., Dong-Hwan, H. Vision/INS Integrated Navigation system for poor vision navigation environments. *Sensors*, 2016, no. 10, pp. 16-21.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНО УСТОЙЧИВОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛОГО АВТОНОМНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

И. В. Жежера

Предметом изучения в статье являются модели и методы обеспечения функционально устойчивого управления движением автономного малого летательного аппарата (МЛА). **Целью** данной работы является разработка метода обеспечения функционально устойчивого управления движением МЛА с классическим, минимально необходимым составом измерительных приборов, не имеющим аппаратной избыточности. **Задача:** усовершенствовать существующий метод диагностирования модели бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) МЛА на основании комбинирования сигналов и внедрение данных визуальной информации бортовой гиростабилизированной камеры, реализовать метод парирования нештатных ситуаций (НС) путём использования ситуационной, синтетически созданной избыточности. Используемыми **методами** являются: применение искусственной системно-аппаратной избыточности, сигнально-параметрического подхода и внедрения методов компьютерного зрения в задаче вычисления углового и пространственного положения. В **результате** исследований было установлено алгоритмические зависимости сигналов системы ориентации, что позволило выполнить анализ и диагностику с последующим восстановлением утраченного параметра благодаря искусственной аппаратно-системной избыточности приборов. **Выводы.** Разработки в области обеспечения функционально устойчивых систем управления движением МЛА пользуются спросом в связи с необходимостью повышения уровня безопасности полёта МЛА при возникновении НС. При этом явным преимуществом является работа при минимальной аппаратной избыточности измерительных органов без вмешательства дополнительного оборудования. В статье обоснована возможность внедрения оптических систем (ОС) в качестве дополнительного источника геопро пространственной информации на основе использования визуальной информации и методов компьютерного зрения с последующим обеспечением искусственной избыточности и реализации мажоритарного вычисления для обеспечения функционально устойчивого управления движением МЛА. Продемонстрировано практическое применение метода в реальных условиях с влиянием искусственно созданных НС. Функционально устойчивая система повысит эффективность существующих МЛА, уменьшит риск потери аппарата при выполнении задания.

Ключевые слова: БИНС; диагностирование; компьютерное зрение; МЭМС; нештатная ситуация; функционально устойчивая система.

FUNCTIONAL SUPPORT OF STEADY MOTION OF SUAV

I. V. Zhezhera

The **subjects** of the study are the models and methods for providing functionally steady motion control of the small unmanned aerial vehicle (SUAV). The **purpose** of this work is the development of the method for providing functionally steady motion control of SUAV with a classical, minimally necessary composition of measuring sensors without hardware redundancy. The main **task** is to improve the existing diagnosing method of inertial navigation system (INS) model of SUAV, based on the combination of signals and the introduction of visual information from the onboard gyrostabilized camera, to implement the method of parrying emergency situation (ES) by applying for situational, synthetically created redundancy. The applied **methods** are the application of artificial system-hardware redundancy, signal-parametric approach, and the introduction of computer vision methods in the problem of angular and spatial positions calculating. As a result of the research, algorithmic dependencies of the orientation system signals were determined, which allowed to perform analysis and diagnostics with the subsequent restoration of the lost parameter due to hardware-system sensors redundancy. **Conclusions.** Developments in the field of providing functionally steady motion control systems for SUAV are in demand due to the need to increase the level of safety of SUAV flight upon incurrence of ES. At the same time, an obvious advantage is a work with minimal hardware redundancy of the sensors without the intervention of additional equipment. It is proved the possibility of the introduction of the optical systems (OS) as an additional source of geospatial information based on the use of visual information and computer vision methods with subsequent provision of artificial redundancy and implementation of majority calculation for providing functionally steady motion control of SUAV. It is demonstrated the practical application of the method in real conditions with the influence of artificially created ES. A functionally stable system will increase the effectiveness of existing SUAV, reduce the risk of loss of the apparatus during the flight.

Keywords: INS; diagnostics; computer vision; emergency situation; functionally steady system.

Жежера Иван Володимирович – аспірант кафедри електротехніки і мехатроніки, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Україна, e-mail: i.zhezhera@khai.edu.

Zhezhera Ivan Volodymyrovych – PhD student of Electrical Engineering and Mechatronics Chair, National Aerospace University “KhAI”, Kharkov, Ukraine, e-mail: i.zhezhera@khai.edu.